

ISSN: 2821-157X		https://www.jasd.khadu.ir	
	Journal of Aerospace Defense Volume 4 Issue 1 Spring 2025 Pages. 22-48		
Research Paper; 			
Designing the Block of Vibration Absorbing System for Energy Supply of Carrier Rockets Using the Optimized LQR Algorithm			
Keramat Malekzadeh Fard¹, Alireza Shahi², Alireza Pourmoyed³			
1. Professor, Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran 2. M.Sc, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran 3. Associate Professor , Faculty of Mechanics, Khatam Al-Anbia Defense University (PBUH)			
Article Information		Abstract	
Accepted: 2025/05/11		This article examines the design of active isolators using the optimal algorithm (LQR). For this purpose, the dynamic model of the satellite launch vehicle as 6 degrees of freedom has been considered. Because the satellite carrier structure has a shell with reinforced ribs and stringers StiffnessCalculation Methods(SCM) for reinforced shells were used. Also, to calculate the final frequency of the system, the equations of motion obtained from the dynamic model of the satellite launch vehicle were used. For damp vibrations generated with a vibration amplitude of less than 100 Hz, no method in the research conducted has been proposed. In this research, for the first time, a combined system of passive and active isolators to damp vibrations introduced into the energy supply block was used. The results of the present study show that combining these two systems improves the performance of each of the passive and active systems. In this combination, according to the results obtained by this system, vibrations with a vibration amplitude of less than 50 Hz are damped by up to 88 percent, and vibrations on the energy supply block with a vibration amplitude between 50 and 500 Hz by up to 96 percent are damped.	
Receieved: 2025/01/25			
Keywords:			
<i>Satellite, Power supply block, Active absorber, Passive absorber</i>			
Corresponding Author: Keramat Malekzadeh Fard Email: kmalekzadeh@mu t.ac.ir			
HOW TO CITE: S. A. Karamat Malekzadeh Fard, Alireza Shahi, Alireza Pourmoid. (2025). Design of a Vibration Absorber System for the Power Supply Block of Carrier Rockets Using the Optimized LQR Algorithm. <i>Aerospace Defense</i> , Vol 4(Issue1), Page 22–48.			



فصلنامه علمی دفاع هوافضایی

شماره ۱ دوره ۴
بهار ۱۴۰۴
صفحات ۴۸ - ۲۲



مقاله پژوهشی؛

طراحی سیستم جاذب ارتعاشات بلوک تأمین انرژی موشک‌های حامل با استفاده از الگوریتم بهینه شده LQR

کرامت ملک زاده فرد^۱، علیرضا شاهی^۲، علیرضا پورمویذ^۳

۱. استاد، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲. کارشناس ارشد مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳. دانشیار دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند خاتم الانبیا(ع)، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

در این مقاله به بررسی طراحی ایزولاتورهای فعال با استفاده از الگوریتم بهینه (LQR) پرداخته شده است. برای این منظور مدل دینامیکی موشک ماهواره بر به صورت ۶ درجه آزادی در نظر گرفته شده است. به دلیل این که سازه ماهواره بر دارای پوسته با ریب و استرینگرهای تقویت شده می باشد، از روش های محاسبه سفتی برای پوسته های تقویت شده استفاده شد. همچنین برای محاسبه فرکانس نهایی سیستم از معادلات حرکت به دست آمده از مدل دینامیکی گسسته موشک ماهواره بر استفاده گردید. برای میراسازی ارتعاشات ایجاد شده با دامنه ارتعاشی کمتر از ۱۰۰ هرتز در پژوهش های انجام شده روشی ارائه نشده است، در این تحقیق برای اولین بار سیستم ترکیبی ایزولاتورهای غیرفعال و فعال برای میرا کردن ارتعاشات وارد شده به بلوک تأمین انرژی استفاده گردید. نتایج تحقیق حاضر نشان می دهد که ترکیب این دو سیستم باعث بهبود عملکردی هر یک از سیستم های غیرفعال و فعال می شود. در این ترکیب با توجه به نتایج حاصل شده این سیستم، ارتعاشات با دامنه ارتعاشی کمتر از ۵۰ هرتز تا ۸۸ درصد میرا می شود و ارتعاشات وارده بر بلوک تأمین انرژی با دامنه ارتعاشی بین ۵۰ تا ۵۰۰ هرتز تا ۹۶ درصد میرا شده است.

تاریخ دریافت:

۱۴۰۳/۱۱/۰۵

تاریخ پذیرش:

۱۴۰۴/۰۲/۲۱

کلیدواژه ها:

ماهواره بر،
بلوک تأمین انرژی،
جاذب فعال،
جاذب غیرفعال

نویسنده مسئول:

کرامت ملک زاده فرد

ایمیل:

kmalekzadeh@mu
t.ac.ir

استاد: کرامت ملک زاده فرد، علیرضا شاهی، علیرضا پورمویذ. (۱۴۰۴). طراحی سیستم جاذب ارتعاشات بلوک تأمین انرژی موشک های حامل با استفاده از الگوریتم بهینه شده LQR، دفاع هوافضایی، دوره ۴ (شماره ۱)، صفحه ۴۸ - ۲۲.

۱- مقدمه

جدا سازی ارتعاشات موشک های ماهواره بر با استفاده از ایزولاتورهای ارتعاشی بسیار مورد توجه مهندسين طراح در حوزه هوافضا می باشد تا بتوانند با اطمینان بسیار بالا به موفقیت آزمون پروازی خود برسند. مرحله اول طراحی شامل انتخاب ضرایب سفتی و میرایی ایزولاتورهای ارتعاشی برای میرایی حداکثری این ارتعاشات می باشد و مرحله بعدی به دست آوردن حداکثر دامنه ارتعاشی و مقدار جابجایی وارد شده به بلوک تأمین انرژی توسط سایر قسمت های موشک ماهواره بر می باشد. در پژوهش های گذشته بیشتر مهندسين طراح بر اساس تجربه این ایزولاتورهای ارتعاشی را طراحی می کردند [۱]. طراحی اتوماتیک نیز می تواند به عنوان تشخیص جاذب ارتعاشی مناسب با توجه به جابجایی های حاصل از دامنه ارتعاشی متفاوت عمل کند. در این پژوهش [۲]، طرحی به عنوان بازوی اتوماتیک برای میرا کردن ارتعاشات و نویزهای احتمالی تولیدی توسط شفت موتورهای توربینی مطرح شد. مدل سازی دقیق سیستم از طریق حل معادلات حرکت سیستم در مرتبه ی بالاتر از ۳ درجه آزادی، می تواند تا حد بسیار بالایی جواب به دست آمده را درست و قابل قبول نماید [۳]. مطالعات اولیه در بهینه سازی طراحی یک جاذب ارتعاشی از نوع فعال، به اثبات پایدار و برقرار بودن فرکانس طبیعی سیستم به دور از محدوده فرکانس عملکردی غیر مطلوب یک بار حامل بر روی موشک می پردازد. کاربرد میراگرهای فعال به کار برده شده در این تحقیق فقط در میرا کردن ارتعاشات حداکثر تا ۱۵۰ هرتز مناسب می باشند [۴]. برنارد و استارکی و بقیه همکاران [۵ و ۶] در سال ۲۰۱۸ به طور گسترده و موفقیت آمیزی از جاذب های ارتعاشی غیرفعال از طریق به کارگیری رینگ های کنترل ارتعاشی در دسته های نگهدارنده موتور برای خنثی سازی این ارتعاش استفاده کردند تا از وارد شدن صدمات احتمالی به سیستم جلوگیری کنند و تا حد بسیار زیادی موفق بودند. اسپیکرمن [۷] در سال ۱۹۹۲ نشان داد که نیروی انتقال یافته به سازه و قسمت های مختلف یک سیستم دوار و در حال حرکت باید به حداقل برسد. به این دلیل یک طراحی، زمانی بهینه خواهد بود که منجر به کاهش نیروی انتقال یافته به سازه هواپیما باشد. هدف اصلی این جاذب ها جلوگیری از وارد شدن صدمات احتمالی به بلوک تأمین انرژی موشک های ماهواره بر و تشخیص دامنه ارتعاشی کلی موشک های ماهواره بر برای پیش بینی مدت زمان و نحوه انجام مأموریت می باشد.

در سال ۲۰۱۹، لئو و همکارانش [۸] مقاله ای با موضوع پلتفرم های ایزوله کننده ارتعاشات و خنثی سازی آن در خرپا و کاربرد آن در میرا سازی ارتعاشات کل فضاپیما منتشر کردند. در این مقاله جنبه ی قابلیت اطمینان این نوع پلتفرم ها بررسی شده و مزیت اصلی به کارگیری و

محاسبه کلی ارتعاش یک فضاپیما به‌طور کامل و یکپارچه در نظر گرفته شد. روش اعلام شده این پژوهش دارای پیچیدگی خاص و محاسبات طولانی می‌باشد و امکان اشتباه در محاسبات را بالا می‌برد ولی در پژوهش مقاله حاضر با توجه به اینکه محاسبات برای هر بلوک ماهواره‌بر به‌طور مستقل به دست آمده و محاسبات کمتری برای به دست آوردن دامنه ارتعاشی و در نهایت فرکانس طبیعی سیستم بکار گرفته شده است، روشی بهتر خواهد بود. میلاد مجیدان و همکاران [۹] با استفاده از روش آزمایشگاهی پاسخ ایزولاتور الاستومری تحت اثر بارگذاری ضربه‌ای را تعیین نمودند و مدل عددی برای تحلیل پاسخ ایزولاتور جهت تعیین میزان نسبت انتقال و نمودار طیف پاسخ شوک در محدوده فرکانس تحریک ارائه نمودند. آن‌ها با اتصال ایزولاتور به تیر رزونانسی که تحت ضربه‌ی مکانیکی قرار می‌گیرد، شدت امواج ورودی و خروجی ایزولاتور را با استفاده از حسگر شتاب در سه راستای عمود بر هم اندازه‌گیری کردند. نتایج تحلیل مدل ایزولاتوری آن‌ها در دو سطح مختلف بارگذاری ضربه نشان می‌دهد که میزان افت و نمودار طیف پاسخ شوک محاسبه شده با نتایج آزمایشگاهی تطابق مناسبی دارند. با توجه به اینکه بلوک تأمین انرژی در ۴ حالت مختلف مهم در حین پرتاب و در لحظه جدایش از زمین و در لحظه پرواز و در لحظه جدایش محموله قرار می‌گیرد به همین دلیل استفاده از روش پژوهش آقای مجیدان با توجه به اینکه ارتعاشات لحظه عملکرد که در تحقیق حاضر در لحظه پرواز می‌باشد نادیده گرفته شده است کارایی نخواهد داشت. هریسون و همکارانش [۱۰] با استفاده از مدل غیرخطی سیستم یک درجه آزادی جرم، فنر و مستهلک‌کننده، رفتار دینامیکی ایزولاتورهای لاستیکی را با استفاده از شش پارامتر مؤثر بر عملکرد آن‌ها و مدل‌های متفاوت برای فنرهای غیرخطی سهموی و المان اصطکاکی بررسی کردند و توانستند پاسخ ایزولاتور را در محدوده‌ی فرکانسی بسیار کم ۰/۰۵ تا ۲۵ هرتز تحت اثر تحریک سینوسی را با دقت خوبی تعیین نمایند.

جانگ‌لی و همکاران [۱۱] با توجه به اینکه امواج پیرو شوک که با دو مشخصه شتاب و فرکانس زیاد گذرا شناخته می‌شوند و ممکن است باعث آسیب قطعات الکترونیک در سیستم‌های هوافضایی شود، در یک مقاله مروری به اندازه و ویژگی پیرو شوک، انواع روش‌های تست تجربی، تکنیک‌های اندازه‌گیری، به دست آوردن داده‌ها و روش‌های عددی پرداختند. با توجه به اینکه در سیستم بلوک تأمین انرژی مستقر در موشک‌ها امکان وارد شدن ارتعاشات از نوع اتفاقی و با اندازه بسیار زیاد و ناگهانی وجود دارد قابلیت پیش‌بینی دامنه ارتعاشی برای تحقیق حاضر سخت‌تر از پژوهش جانگ‌لی خواهد بود. ژیاو [۱۲] اثر غیرخطی ضرایب استهلاک ایزولاتورها را بررسی کردند و نتایج خود را به صورت تحلیلی برای یک سیستم یک درجه آزادی و بر اساس ارتباط ضرایب انتقال‌پذیری نیرو و جابجایی با

ضرایب استهلاک در حوزه‌ی فرکانس برای تحریک از پایه و تحریک اجباری ارائه دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که حالت غیرخطی استهلاک با توان سوم ایزولاسیون ارتباط بهتری نسبت به حالت خطی دارد. تحقیق آن‌ها با توجه به غیرخطی در نظر گرفتن سیستم، وارد فاز محاسبات سنگین و غیرقابل استنادی شد و هیچ‌گونه محدوده فرکانسی مشخصی برای سیستم خود به دست نیاوردند.

شارپ و همکاران [۱۳] پاسخ ایزولاتورها را تحت اثر تحریک پایه از جنس شتاب با دامنه‌ی ۳۰۰ تا ۵۰۰ متر بر مجذور ثانیه با تحلیل یک سیستم یک درجه آزادی جرم، فنر و مستهلک‌کننده و خواص ارائه شده توسط کارخانه سازنده ایزولاتورها ارائه کردند که نتایج به دست آمده از روش تحلیلی به خوبی با مشاهدات تجربی سازگار بود. رسوجی [۱۴] در یک پژوهش در سال ۲۰۲۱ با توجه به این که مواد ویسکوالاستیک با میرایی بالا استفاده شده در جاذب‌ها رفتار پیچیده‌ای دارند و رفتار انتقال شوک آن به فرکانس وابسته است، بنابراین روشی برای مسائل اجزا محدود تقارن محوری و تنش صفحه‌ای با نام جابجایی غیرخطی ارائه داد که مناسب برای مدل‌سازی رفتار خطی مواد ویسکوالاستیکی که تحت بار شوک قرار می‌گیرند، استفاده می‌شود. در پژوهش رسوجی میرا کردن ارتعاشات در فرکانس ارتعاشی بالاتر از ۳۰۰ هرتز با استفاده از جاذب ارتعاشی غیرفعال از نوع الاستومرهای ارتعاشی انجام شده است. در این روش، این سیستم‌ها در میراسازی ارتعاشات در فرکانس‌های ارتعاشی کمتر از ۳۰۰ هرتز نیز کاملاً ناتوان خواهند بود.

بندتی و همکاران [۱۵] رفتار تأثیر اتصالات پیچی را در سازه‌ای که تحت پیرو شوک قرار گرفته است را توسط حل عددی مطالعه کرد و نتایج را با تست تجربی مقایسه نمود. نتایج آن‌ها نشان داد که نتایج حل عددی و تجربی تطابق خوبی دارند و در هر دو اثر کاهش شوک را مشاهده کردند. بنابراین آن‌ها نتیجه گرفتند که با افزایش تعداد اتصالات می‌توان میرایی سیستم را به خوبی افزایش داد که با توجه به اینکه موشک‌های ماهواره‌بر در لحظه جدایش از سکوی ارتعاشی وارد فاز شوک و ارتعاش ناگهانی می‌شوند، بنابراین باید در پژوهش حاضر محدوده ارتعاشی کاملاً مشخص و تعیین شوند. تالی و همکاران [۱۶]، با ارائه یک سیستم شش درجه آزادی به طراحی سیستم جاذب شوک با روش پیش‌بینی بار و پایه ایزولاسیون شوک پرداختند. این روش به راحتی عدم اطمینان در سیستم‌های ایزوله شده و محیط را در نظر می‌گیرد. نتایج آن‌ها با حل‌های تحلیلی قبلی و تست‌های تجربی تطابق خوبی داشت. محاسبات ارائه شده در روش تالی تا حد زیادی به محاسبات تحقیق حاضر نزدیک می‌باشند ولی در تحقیق حاضر با توجه به اینکه نمودارهای ارتعاشی در زمان ارتعاش در واحد ۰/۱ ثانیه به دست آمده کاملاً دقیق و قابل استنادتر می‌باشد.

لوکلی و همکاران [۱۷] در سال ۲۰۲۳ رویکردی جدید برای طراحی جاذب‌های شوک و ارتعاش ارائه دادند. آن‌ها توضیح دادند که طراحی بهینه مرسوم برای ایزولاتورهای ارتعاشی از ارتعاشات هارمونیک بر اساس مشخصات سفتی و میرایی پایه است و پاسخ‌های ارتعاشی تجهیزات داخلی اجزای حساس الکترونیک که اغلب کم میرا و در طیف فرکانس پهن هستند را نادیده می‌گیرد؛ بنابراین طراحی‌های قدیمی ایزولاتورهای ارتعاشی اغلب برای حفظ یک محیط ارتعاشی خود ایمن برای تجهیزات الکترونیک ناکافی است. مدل ارائه شده توسط آن‌ها بر اساس مشخصات دینامیکی و پاسخ اجزای بحرانی است. در این پژوهش به‌طور کامل از به دست آوردن دامنه ارتعاشی و فرکانس آن‌ها به‌طور جداگانه برای دمپ ارتعاشات به‌صورت کاملاً هدفمند صرف‌نظر شده است. بایتمیر [۱۸] در سال ۲۰۲۱، به طراحی جاذب ارتعاش الاستومری به صورت تئوری پرداخت، وی در مدل تئوری خود یک ساختار مکانیکی به صورت اجزا صلب با ۶ درجه آزادی ارائه داد. آن‌ها ماتریس‌های سیستم، آنالیز مودال و جابجایی استاتیکی را برای سیستم تحت تحریک ارتعاش هارمونیک و اتفاقی به دست آوردند. پنتر و همکاران، [۱۹] معتقد بودند که ایزولاتورهای ارتعاشی برای سازه‌های هوا-فضایی باید قادر به ایزوله کردن میکرو-ارتعاشات و همچنین ارتعاشات ناشی از پرتاب باشند. لذا به مطالعه نحوه عملکرد ایزولاتورهای ارتعاشی با سیال ویسکوز پرداختند. در تست محیطی، از محفظه خلأ گرمایی و انتقال‌پذیری برای بررسی رفتار ایزولاتورها استفاده کردند. آن‌ها به تأثیر تغییر دما در رفتار ایزولاتورهای ویسکوز پرداختند و ثابت کردند که عملکرد ایزولاتورها به میرایی بستگی دارد و میرایی نیز متأثر از دما است. آن‌ها ایزولاتوری طراحی کردند که اجازه جابجایی‌های بزرگ بدون تغییر شکل دائمی برای ایمنی سازه فراهم می‌کند، همچنین قابل استفاده برای ارتعاشات با دامنه کم نیز می‌باشند. ایمنی سازه با سیستم جداسازی تحت تحریک ارتعاش سینوسی و از نوع ارتعاش تصادفی کاملاً صادق و قابل مقایسه بود. با توجه به اینکه ایزولاتورهای ارتعاشی، رفتار غیرخطی در ترم‌های سفتی و میرایی دارند، باید به آنالیز آن‌ها تحت تحریک هارمونیک پرداخت [۲۰ و ۲۹]. در این مطالعه ایزولاتورهای متقارن و غیرمتقارن در نظر گرفته شده‌اند. آن‌ها از روش تعادل هارمونیک برای به دست آوردن پاسخ حالت پایدار، پاسخ هارمونیک و انتقال‌پذیری تحت تحریک پایه و نیرو استفاده کردند. همچنین آن‌ها تحلیل پایداری خطی ارائه دادند و مطالعه پارامتری برای نشان دادن اثرات میرایی انجام دادند. سارنف [۲۱]، با توجه به اینکه در جداسازی‌های فعال حداقل به یک تقویت سیگنال، نیرو و فیلترهای دیجیتال یا آنالوگ نیاز است بر روی مداری به نام شانت مطالعه کردند که در آن مدارهای الکتریکی به‌طور مستقیم به مبدل درون سازه‌ها جاسازی می‌شوند. سیامی و همکاران [۲۲ و ۲۸] روش ایزولاسیون غیرفعال برای محافظت

از مجسمه‌های باستانی تحت بار زلزله و دیگر ارتعاشات ارائه دادند. جاذب به صورت یک سیستم با ۵ درجه آزادی مدل و با تست تجربی اعتبارسنجی شد. آن‌ها از دو الگوریتم بهینه‌سازی متفاوت برای بهینه‌کردن پارامترها استفاده کردند. نتایج بهینه‌سازی نشان داد که ارتعاش منتقل شده به سازه در روش جرم-فنر میزان شده ساکن به طرز قابل توجهی کاهش می‌یابد، بدون اینکه جرم اضافه‌ای به سیستم وارد شود.

ژاو و همکاران [۲۳]، در یک مقاله مروری به بررسی جامع روش‌های تحقیق و مدل‌های محاسباتی برای مطالعه ویژگی‌های ارتعاشی استاتیکی و دینامیکی مواد با میرایی ویسکوالاستیک پرداختند. آن‌ها در این مقاله روش‌های سنتی میرایی ویسکوالاستیک را بر اساس ویژگی‌های فیزیکی، کاربرد و روش‌های محاسباتی تقسیم‌بندی نمودند.

آقایان مطلبی و نجفی [۲۶] در جدیدترین پژوهش‌های انجام شده در داخل کشور نیز در پژوهش‌های جداگانه خود هر یک با روش‌های ابتکاری، به بکارگیری میراگرهای جرمی مستهلک شده اقدام نمودند. با توجه به اینکه موشک‌های ماهواره‌بر در لحظه جدایش از سکوی ارتعاشی وارد فاز شوک و ارتعاش ناگهانی می‌شوند نمی‌توان این نوع میراگر را گزینه‌ای مناسب برای دمپ شوک‌های ناشی از سکو پرواز در لحظه جدایش دانست.

آقایان عسگر پور و مزیدی [۲۷] نیز در پژوهشی در سال ۲۰۲۳ تلاش‌های مؤثری برای به دست آوردن راه‌کاری مناسب برای میراسازی ارتعاشات شفت‌های انتقال نیرو با استفاده از روش‌های نوین پرداختند و سبب ارائه مدل‌های مناسبی برای بکارگیری در دمپ ارتعاشات موتورهای همیشه در حرکت شدند. طیف الگویی فرکانس طبیعی آن‌ها در این تحقیق به صورت متوسط بوده و نوسان خاصی ندارد. ولی از آنجایی که موشک‌های ماهواره‌بر دارای الگوهای خاص حرکتی و با نوسانات ارتعاشی بسیار بالایی هستند این الگو قابل بکارگیری در پژوهش حاضر نمی‌باشد.

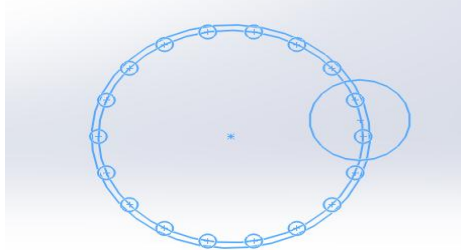
با توجه به اینکه بلوک تأمین انرژی خود منبع ارتعاشی نمی‌باشد و متأثر از سایر قسمت‌ها و اتصال آن به بدنه می‌باشد، لذا در پژوهش حاضر با توجه به اینکه به ترتیب از دو نوع جاذب غیرفعال با استفاده از پایه الاستومری و فعال بهینه LQR به صورت ابتکاری استفاده شده است، نسبت به پژوهش‌های قبلی کامل‌تر و نتایج بهینه‌تر حاصل شده است که در نوع خود نوآوری ارزشمندی می‌باشد. همچنین این سیستم در ارتعاشات زیر ۱۰۰ هرتز فقط بعد از میرا کردن سیستم فعال عمل خواهد کرد. این سیستم با توجه به اندازه و نوع ارتعاش ایجاد، به تولید نیرو خواهد پرداخت و سیستم پایه الاستومری آن ارتعاشات با دامنه ارتعاشی بالاتر از ۱۰۰ هرتز را کاملاً میرا خواهد نمود.

۲- مدل سازی دینامیکی سیستم در حالت مدل ۶ درجه آزادی

مجموعه ماهواره‌بر شامل اجزای مختلفی می‌باشد که ازجمله‌ی آن می‌توان به سازه، پوسته، مخازن سوخت، بلوک تأمین انرژی و ... اشاره نمود. برای طراحی صحیح جاذب ارتعاشی موردنظر و سیستم کنترلی باید مقادیر دقیق سفتی و میرایی را به دست آورد. در پژوهش حاصل برای محاسبه صحیح مقادیر سفتی و میرایی ماهواره‌بر از روش‌های محاسبه‌ی سفتی برای پوسته‌های تقویت‌شده استفاده شده است. در نهایت با استفاده از سفتی و میرایی معادل از طریق قوانین سری و موازی، معادلات به دست می‌آیند تا از افزایش حجم معادلات جلوگیری شود. مقادیر جرم، جنس بدنه و سطح مقطع ماهواره‌بر مطابق جدول ۱ و شکل ۱ می‌باشد [۲۴].

جدول ۱: مقادیر جرم، طول و سطح مقطع مؤثر مراحل ماهواره‌بر، ماهواره و بلوک تأمین انرژی [۲۴]

جرم (kg)	طول (m)	سطح مقطع مؤثر (m ²)	مدل الاستیسیته (Gpa)	شماره مرحله
۸۵۰۰	۱۹	۰/۰۴	۷۱/۷	مراحل ۱ و ۲ و ۳
۴۸	۰/۶	۰/۰۴	۷۱/۷	ماهواره
۷۲	۰/۶	-	۷۱/۷	جاذب ارتعاشی
۲۰۰	۰/۷	۰/۰۴	۷۱/۷	بلوک تأمین انرژی

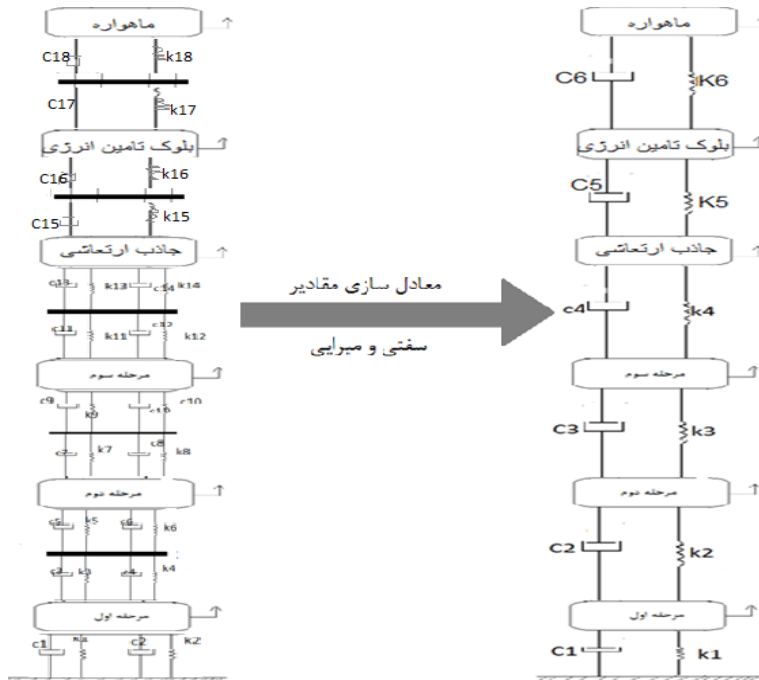


شکل ۱: سطح مقطع مجموعه ماهواره‌بر [۲۴]

ضرایب سفتی معادل سازه ماهواره‌بر با استفاده از جدول ۱ به صورت روابط (۱) و (۲) به دست می‌آیند.

$$k = \frac{71.7e^9 \left(\frac{N}{m^2} \right) \times 0.03 \left(m^2 \right)}{4m} = 5.385e^7 \frac{N}{m} \quad (۱)$$

$$k = \frac{71.7e^9 \left(\frac{N}{m^2} \right) \times 0.04 (m^2)}{1m} = 2.151e^9 N/m \quad (2)$$



شکل ۲: مدل نهایی با در نظر گرفتن سفتی و میرایی معادل و اجزای اصلی ماهواره و بلوک تامین انرژی

۱-۲ محاسبه میرایی معادل در حالت ۶ درجه آزادی

با توجه به نیاز برای ساده سازی و کوتاه کردن حجم معادلات از قانون فترها و دمپرهای موازی و سری استفاده می شود. با معادل سازی مقادیر میرایی می توان نوشت.

$$C_1 = c_1 + c_2 + c_3 \quad (3)$$

$$C_2 = \frac{(c_3 + c_4) \cdot (c_5 + c_6) \cdot (c_6 + c_7)}{c_3 + c_4 + c_5 + c_6 + c_7} \quad (۴)$$

$$C_3 = \frac{(c_4 + c_5) \cdot (c_6 + c_7) \cdot (c_7 + c_8)}{c_4 + c_5 + c_6 + c_7 + c_8} \quad (۵)$$

$$C_4 = \frac{(c_9 + c_{10}) \cdot (c_{11} + c_{12}) \cdot (c_{13} + c_{14})}{c_{10} + c_{11} + c_{12} + c_{13} + c_{14}} \quad (۶)$$

$$C_5 = c_{15} + c_{16} + c_{17} \quad (۷)$$

$$C_6 = c_{16} + c_{17} + c_{18} \quad (۸)$$

۲-۲ محاسبه سفتی معادل در حالت ۶ درجه آزادی

با توجه به قوانین فنرها و دمپرهای موازی و سری برای بلوک‌های ماهواره‌بر در حالت ۶ درجه آزادی، سفتی معادل ۶ بلوک تفکیک شده برابر است با:

$$K_1 = k_1 + k_2 + k_3 \quad (۹)$$

$$K_2 = \frac{(k_3 + k_4) \cdot (k_5 + k_6) \cdot (k_6 + k_7)}{k_3 + k_4 + k_5 + k_6 + k_7} \quad (۱۰)$$

$$K_3 = \frac{(k_4 + k_5) \cdot (k_6 + k_7) \cdot (k_7 + k_8)}{k_4 + k_5 + k_6 + k_7 + k_8} \quad (۱۱)$$

$$K_4 = \frac{(k_9 + k_{10}) \cdot (k_{11} + k_{12}) \cdot (k_{13} + k_{14})}{k_{10} + k_{11} + k_{12} + k_{13} + k_{14}} \quad (۱۲)$$

$$K_5 = k_{15} + k_{16} + k_{17} \quad (۱۳)$$

$$K_6 = k_{16} + k_{17} + k_{18} \quad (۱۴)$$

مقادیر سفتی در حالت اصلی در مدل ۶ درجه آزادی به صورت جدول ۲ می باشد.

جدول ۲: مقادیر سفتی در حالت ۶ درجه آزادی [۲۴]

مقدار بر حسب N/m	شماره فنر	مقدار بر حسب N/m	شماره فنر
۳/۳۹۸۵×۱۰۷	K ₁₀	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₁
۲/۴۳۷۸×۱۰۹	K ₁₁	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₂
۲/۴۳۷۸×۱۰۹	K ₁₂	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₃
۲/۴۳۷۸×۱۰۹	K ₁₃	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₄
۲/۴۳۷۸×۱۰۹	K ₁₄	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₅
۲/۴۳۷۸×۱۰۹	K ₁₅	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₆
۲/۴۳۷۸×۱۰۹	K ₁₆	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₇
۲/۴۳۷۸×۱۰۹	K ₁₇	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₈
۲/۴۳۷۸×۱۰۹	K ₁₈	۳۹۸۵×۱۰۷ ۳/	K ₉

با توجه به اینکه متریال اصلی سازه ماهواره بر از آلومینیوم ساخته شده است، مقدار ضریب میرایی، مطابق با استاندارد برابر است با:

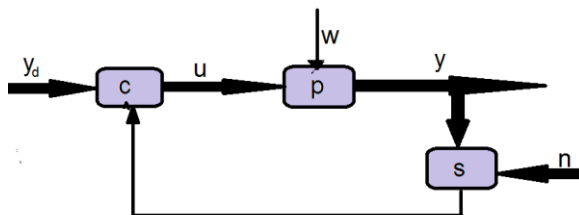
$$0.005 < \xi < 0.008$$

۳- مدل سازی یک جاذب ارتعاشی و یا کنترل کننده ارتعاشات با استفاده از

الگوریتم LQR

کنترل کننده‌ها معمولاً از طریق عملگرها و یا با دریافت اطلاعات از سنسورها و حسگرها، به کنترل سازه و کاهش حداکثری ارتعاشات و یا استفاده از ارتعاشات ایجاد شده در جهت ارتقای عملکرد سیستم می‌پردازند. مطابق شکل ۳، p بیان‌گر فرآیندی است که توسط مدل ریاضی تعیین می‌شود. خروجی فرآیند سیستم که همان‌طور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود y بوده و ورودی‌های آن w و u می‌باشند. سنسور نیز با نماد s نشان داده شده است. فرمان کنترل از پیش تعیین شده، فرمان کنترل u را توسط عملگرها ایجاد می‌نماید؛ که در این شکل عملگرها جزئی از فرآیند سیستم بیان شده‌اند. برای طراحی اصولی یک جاذب ارتعاشی و یا کنترل کننده ارتعاشات باید مراحل ذیل در نظر گرفته شوند.

۱. مدل سازی سیستم
۲. مشخص نمودن ورودی‌های سیستم در حوزه زمان و فرکانس
۳. مشخص نمودن عملکرد سیستم
۴. مدل سازی ریاضی سیستم و اجزای آن اعم از عملگرها، سنسورها و ...
۵. مشخص نمودن فرم عمومی و حوزه جواب سیستم



شکل ۳: مفهوم سیستم کنترلی و عناصر تشکیل دهنده آن

۴- محاسبه فرکانس طبیعی بلوک‌های ماهواره‌بر در حالت ۶ درجه آزادی

برای محاسبه فرکانس طبیعی ابتدا با استفاده از متغیر حالت، معادلات حرکت برای فضای حالت به صورت ذیل تغییر داده می‌شوند.

$$U_1 = U_2 \quad , \quad U_3 = U_4 \quad (15)$$

$$U_{1,2} = \frac{1}{M_2} \begin{bmatrix} -(c_2 + c_3)u_4 + c_3u_6 + c_2u_2 \\ -(k_2 + k_3)u_3 + k_3u_5 + k_2u_3 = F \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$U_{3,4} = \frac{1}{M_1} [c_4 u_6 - c_4 u_8 - k_4 u_7 + k_4 u_5] \quad (17)$$

$$U_{5,6} = \frac{1}{M_3} \begin{bmatrix} -(c_3 + c_4) u_6 + c_3 u_4 + c_4 u_8 \\ -(k_3 + k_4) u_5 + k_3 u_3 + k_4 u_7 \end{bmatrix} \quad (18)$$

در حالت ۶ درجه آزادی با در نظر گرفتن ماهواره بر در ۳ جرم بلوک تأمین انرژی، ماهواره و جاذب ارتعاشی هر کدام به یک جرم با توجه به مقادیر سفتی و میرایی که قبلاً برای جاذب ارتعاشی و مراحل ماهواره بر محاسبه شده است به دست آمده است. مقادیر فرکانس طبیعی کلی سیستم با استفاده از روابط ذیل محاسبه می شود.

$$[A] = [M^{-1}] \cdot [K] \quad (19)$$

برای سیستم چند درجه آزادی با میرایی و یسکوز می توان نوشت:

$$[M]\{\ddot{X}\} + [C]\{\dot{X}\} + [K]\{X\} = \{F(t)\} \quad (20)$$

در نهایت برای حل معادلات اصلی از جواب خصوصی $(X(t) = \{X\} \sin \omega t)$ استفاده می شود.

$$\{[K] - \omega^2 [M]\} \sin \omega t = \{0\} \quad (21)$$

$$\{[K] - \omega^2 [M]\} \{X\} = \{0\} \quad (22)$$

با توجه به داده های جداول ۱ و ۲، در نهایت فرکانس طبیعی سیستم در حالت ۶ درجه آزادی برابر می شود با:

جدول ۳: مقادیر فرکانس طبیعی به دست آمده

ω_{n1}	ω_{n2}	ω_{n3}	ω_{n4}	ω_{n5}	ω_{n6}
۹/۹	۱۰/۳	۳۲/۵	۱۰۳/۵	۱۱۲/۳	۲۱۲

۵- کنترل کننده خطی فعال حالت بهینه LQR

کنترل بهینه^۱ به عنوان یکی از روش‌های مدرن کنترلی، جایگاه ویژه‌ای در بحث سیستم‌های کنترل دارد. یکی از روش‌های کنترلی بهینه رگولاتور درجه دوم خطی^۲ نام دارد. این روش برای سیستم‌های خطی بهینه بوده و با توجه به روند سراسر طراحی و سادگی ساختار آن در کاربردهای فراوانی با موفقیت مورد استفاده قرار می‌گیرد. با این که روش LQR تنها برای سیستم‌های خطی بهینه بوده و پایداری سیستم را تضمین می‌کند، با استفاده از خطی‌سازی ژاکوبی، می‌توان آن را به سیستم‌های غیرخطی نیز اعمال کرد؛ هرچند در این صورت کنترل کننده دیگر بهینه نیست اما در بسیاری از کاربردها عملکرد خوبی از خود نشان می‌دهد.

مهم‌ترین نتیجه کنترل مدرن در طراحی کنترل کننده فیدبک می‌باشد. اغلب مسائل را می‌توان در حوزه خطی و تا حدودی مسائل غیرخطی را با استفاده از آن حل نمود.

$$J = \int_0^{\infty} \left[x^T(f) Q x(f) + u^T(f) R u(t) \right] dt \quad (23)$$

در معادله (۲۳) ماتریس‌های Q و R مثبت نیمه معین می‌باشد و به شکل مربعی می‌باشند. در این حالت اگر $Q > 0$ باشد در این صورت می‌توان نوشت:

$$x^T Q x > 0 \quad (24)$$

از آنجایی که در مسائل مهندسی در بخش کنترل بهینه در حالت عمومی تنظیم و تعقیب، کوچک شدن متغیرهای حالت به صورت نمایی و با سرعت تنظیم شده و پیش‌بینی شده مدنظر است، در این حالت:

$$J = \int_0^{\infty} (x^T Q x) dx \quad (25)$$

معادله (۲۵) عدد مثبت و غیر صفری را مشخص می‌کند که اگر مقدار این معیار کوچک شود، نشان‌دهنده آن است که در حالت عمومی خطا دارای دامنه کوچک می‌باشد. از طرفی به علت مربعی بودن آن متناسب با انرژی خطا خواهد بود. با در نظر گرفتن معیار کوچک شدن متغیرهای حالت در تابع معادله بالا توجهی به اندازه تلاش کنترل موردنیاز u نداشته لذا

¹ Optimal control

² Linear Quadratic Regulator(LQR)

کمتر شدن مقدار J لازمه داشتن تلاش کنترلی بزرگتر (کنترل هر چه بیشتر و استانداردتر اغتشاشات و ارتعاشات) در قالب چند نمونه اثر کنترل فعال و غیرفعال در کنار هم می باشد.

۶- طراحی کنترل کننده فعال با الگوریتم LQR

برای طراحی سیستم جاذب ارتعاشی از نوع کنترل فعال، ابتدا سیستم خطی زیر با شرایط اولیه $x(0) = X_0$ در نظر گرفته می شود:

$$\dot{X} = Ax + Bu \quad (26)$$

کنترل کننده باید به گونه طراحی شود عملکرد زیر را به حداقل برساند.

$$J = \int_{\delta}^{\infty} [x^T Qx + u^T Ru] dt \quad (27)$$

در معادله (۲۷) ماتریس های Q و u متقارن بوده و شرایط زیر وجود دارد:

$$Q \geq 0 < R \quad (28)$$

معیار و عملکرد سیستم نیز باید به صورت زیر باشد:

$$\dot{X} = (A - Bk)x \quad (29)$$

$$J = \int_{\delta}^{\infty} [x^T(t)(Qx + k^T Rk)] + x(t) dt \quad (30)$$

برای اینکه بتوان به شکل حداکثری ارتعاشات سازه و نویزهای ایجادی را به حداقل رساند، باید سیستم پایدار و کنترل پذیر باشد.

در روش کنترل فعال معادله پایدارکننده k باید بتواند معیار طراحی را به ازای کلیه شرایط اولیه $x(0)$ به حداقل برساند و در معادله ذیل صدق کند.

$$k = R^{-1} B^T P \quad (31)$$

و نیز P در معادله ماتریس اعمال می شود.

$$A^T P + PA - PBR^{-1} B^T P + Q = 0 \quad (32)$$

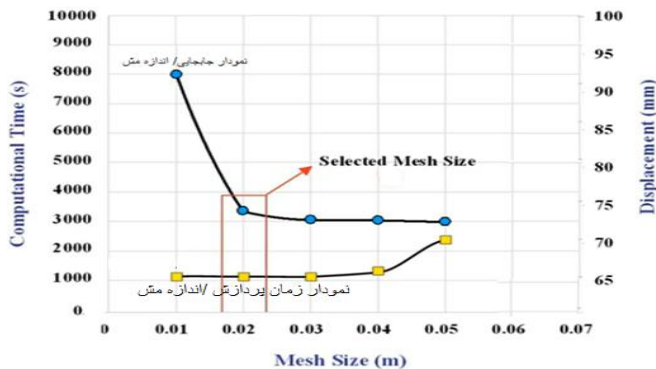
۷- تحلیل جاذب ارتعاشی تحقیق حاضر در نرم افزار آباکوس

با توجه به نقشه و اندازه جاذب ارتعاش بلوک تأمین انرژی ماهواره بر، برای صحت سنجی مقدار فرکانس طبیعی به دست آمده از روش تحلیلی، سیستم تحقیق حاضر در نرم افزار

آباکوس تحلیل می‌شوند و سپس فرکانس‌های آن در شش مود ابتدایی برای مقایسه به دست می‌آیند تا پاسخ‌های نرم‌افزاری و روش تحلیلی اعتبارسنجی شوند. با توجه به اینکه از قید Tie برای تمام اتصالات جاذب ارتعاشی بلوک تأمین انرژی استفاده شده است، در واقع وجود اتصالات مانند پیچ‌ها و مهره‌ها در این نوع تحلیل بی‌معنی است و تأثیری در زمان حل ما نخواهد گذاشت.

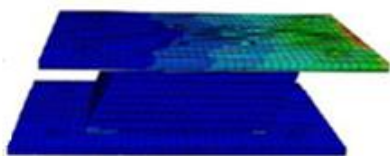
۱-۷ انتخاب المان و آنالیز حساسیت مش

المان انتخابی برای جاذب ارتعاشی غیرفعال (پایه الاستومری) المان C3D8RH خطی با ۸ گره است. این المان در هر گره دارای ۳ درجه آزادی می‌باشد. حرف H در این المان بیانگر هیبرید در پایه‌های الاستومری می‌باشد. برای رسیدن به نتیجه که از کدام اندازه برای مش باید استفاده شود، می‌توان از نموداری که به آنالیز حساسیت مش معروف است استفاده نمود. با توجه به آنالیز انجام شده، اندازه مش آن با توجه به نمودار آنالیز حساسیت مش (شکل ۴) برابر با ۰/۰۲ است.



شکل ۴: آنالیز حساسیت مش برای تعیین اندازه بهینه مش جاذب غیرفعال

۶ مود ارتعاشی جاذب ارتعاشی بلوک تأمین انرژی در شکل‌های ۵ تا ۱۰ نشان داده شده است.



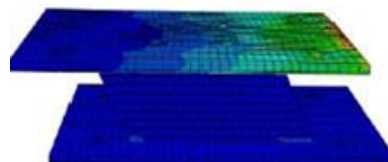
شکل ۶: مود دوم ارتعاشی



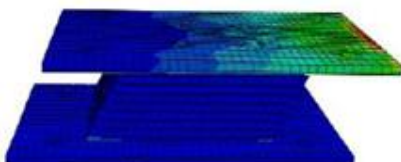
شکل ۵: مود اول ارتعاشی



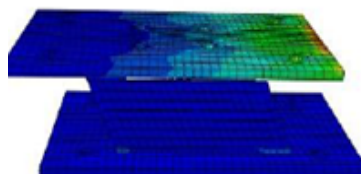
شکل ۸: مود چهارم ارتعاشی



شکل ۷: مود سوم ارتعاشی



شکل ۱۰: مود ششم ارتعاشی



شکل ۹: مود پنجم ارتعاشی

نتایج فرکانس به دست آمده از نرم افزار آباکوس برای شش مود اول مطابق جدول ۴ می باشد.

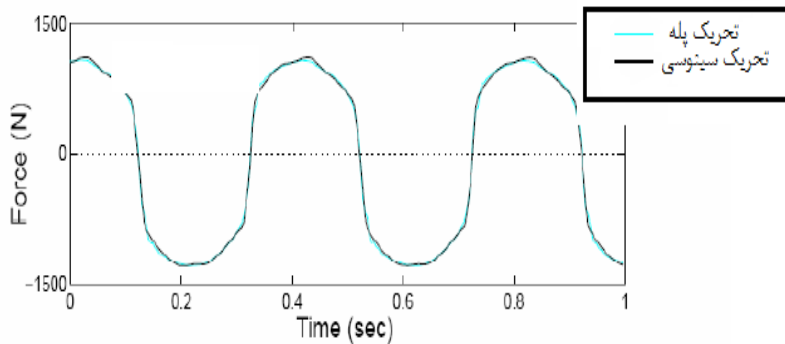
جدول ۴: مقادیر فرکانس طبیعی به دست آمده از نرم افزار آباکوس

مد	فرکانس (هرتز)	مد	فرکانس (هرتز)
۱	۱۰/۰۲	۴	۱۰۲/۰۶
۲	۱۱/۰۴	۵	۱۱۲/۲۷
۳	۳۲/۱۲	۶	۲۰۲/۳۵

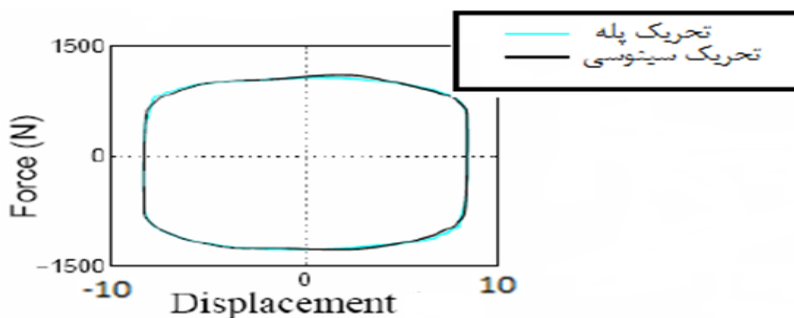
با مقایسه روش تحلیلی و نتایج به دست آمده در جدول ۳ و مقایسه آن با نرم افزار آباکوس (جدول ۴) خطای محاسبه ای زیر ۵ درصد به دست می آید که بسیار مقادیر کمی می باشند، بنابراین نتایج تحلیلی روش حاضر با مدل گسسته جرم، فنر و دمپر و نمودارهای ارتعاشی حاصل از آن کاملاً قابل استناد خواهند بود.

۸- بررسی پاسخ جاذب ارتعاشی تحقیق حاضر

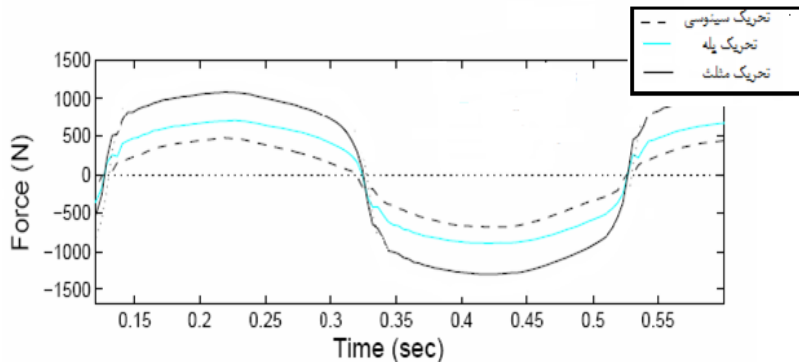
در نهایت بعد از بررسی سیستم و به دست آمدن فرکانس طبیعی سیستم، پاسخ سیستم را از آنجایی که بلوک تأمین انرژی از زمان، حین پرتاب و در لحظه پرواز و در لحظه انجام مأموریت پروازی تحت محیط دینامیکی و ارتعاشی شدیدی قرار دارد، پاسخ بلوک تأمین انرژی، در برابر ورودی‌های سینوسی، پله و مثلث مطابق شکل‌های ۱۱ تا ۱۵ حاصل می‌شود. در این سیستم سیگنالی از طریق محرک‌ها به تقویت‌کننده ارسال می‌شود و نیرویی در خلاف جهت ارتعاش ایجاد شده وارد می‌شود تا به میرا کردن ارتعاش در سیستم کمک کند.



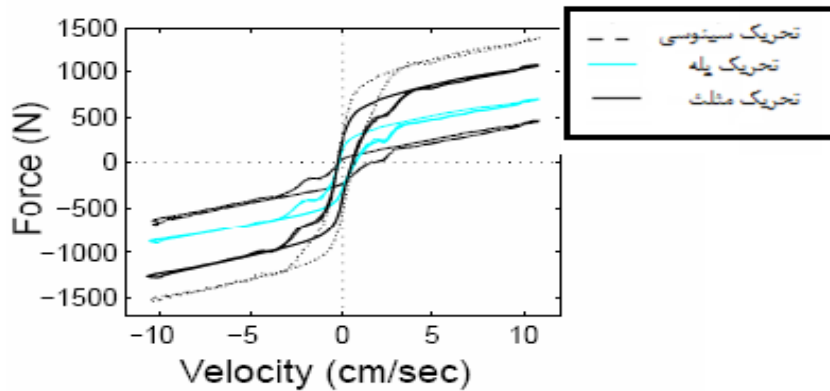
شکل ۱۱: نمودار نیروی تولید شده در طول زمان با استفاده از جاذب غیرفعال (الاستومری) در ورودی‌های سینوسی، پله



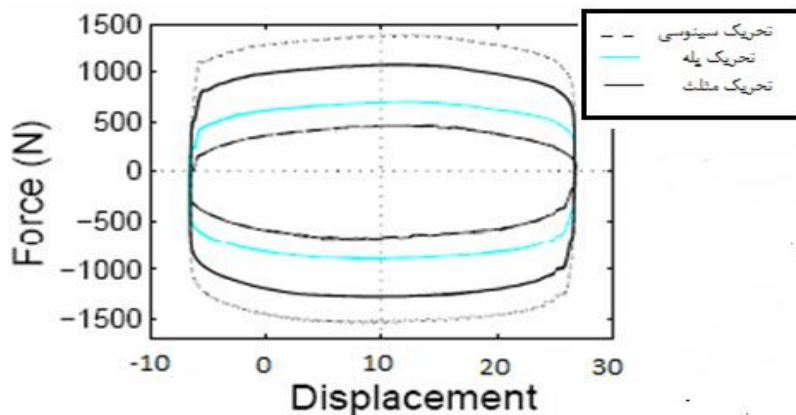
شکل ۱۲: نمودار نیروی تولید شده -جابجایی با استفاده از جاذب غیرفعال (الاستومری) در ورودی‌های سینوسی، پله



شکل ۱۳: نمودار نیروی تولید شده - زمان با استفاده از جاذب فعال در ورودی های سینوسی، پله و مثلث

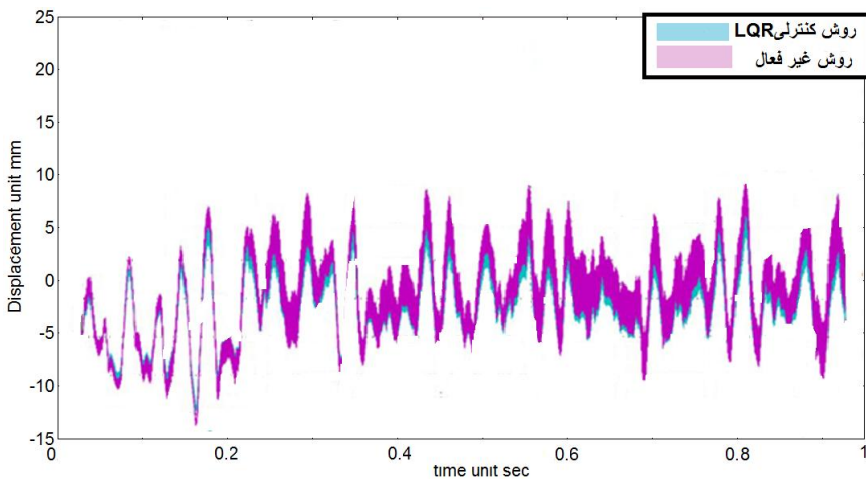


شکل ۱۴: نمودار نیروی تولید شده - سرعت با استفاده از جاذب فعال در ورودی های سینوسی، پله و مثلث

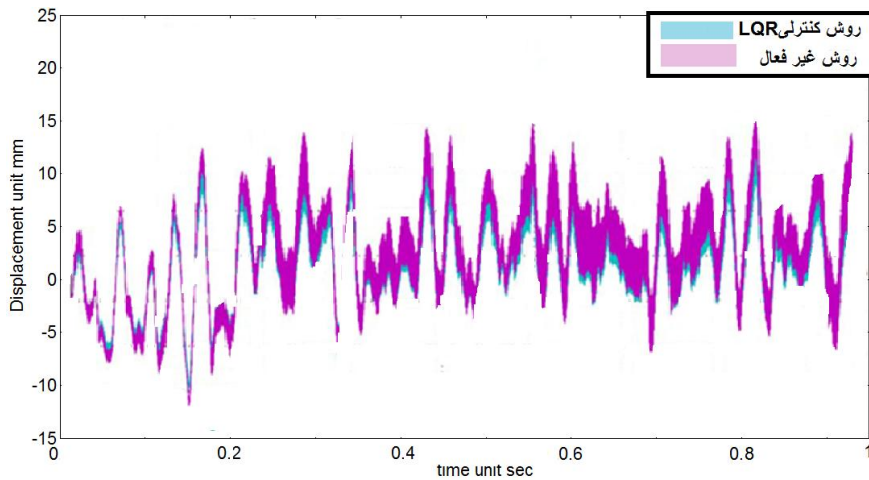


شکل ۱۵: نمودار نیروی تولید شده - جابجایی با استفاده از جاذب فعال در ورودی های سینوسی، پله و مثلث
نتایج شکل های ۱۱ تا ۱۵ می دهند:

در نمودار نیرو - جابجایی حلقه‌ها با گذشت زمان به صورت ساعتگرد در می‌آیند ولی در نمودار نیرو - سرعت حلقه‌ها به صورت پادساعتگرد با گذشت زمان در می‌آیند. نمودار نیرو - جابجایی به صورت بیضی شکل و نمودار نیرو - سرعت در جاذب ارتعاشی فعال به صورت تقریباً خطی می‌باشد. نکته خاصی که می‌توان از این نمودارها استخراج کرد این است که نیرو در هیچ یک از حالات از نقطه صفر عبور نمی‌کند که این بدان مفهوم است که هیچ وقت نیروی دمپینگ جاذب ارائه شده در این تحقیق صفر نخواهد شد. در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ پاسخ بلوک تأمین انرژی ماهواره بر بدون و با سیستم کنترلی و ایزولاتور در ورودی سینوسی در فرکانس ۵۰ هرتز و فرکانس ۱۰۰ هرتز در یک ثانیه نشان داده شده است. دلیل چنین نمایشی مشاهده اختلاف تغییر مکان‌ها در ثانیه اول است. ملاحظه می‌شود که با بکار بردن روش کنترل LQR دامنه تغییر مکان کاهش می‌یابد. در ثانیه‌های بعدی به علت میرایی تغییر مکان‌ها به تدریج کمتر می‌شود در این رابطه در جدول ۵ متوسط حداقل و حداکثر تغییر مکان‌ها در حالات غیرفعال، فعال و فعال ترکیبی در فرکانس‌های مختلف در بازه زمانی ۱۰ تا ثانیه اول به دست آمده‌اند.

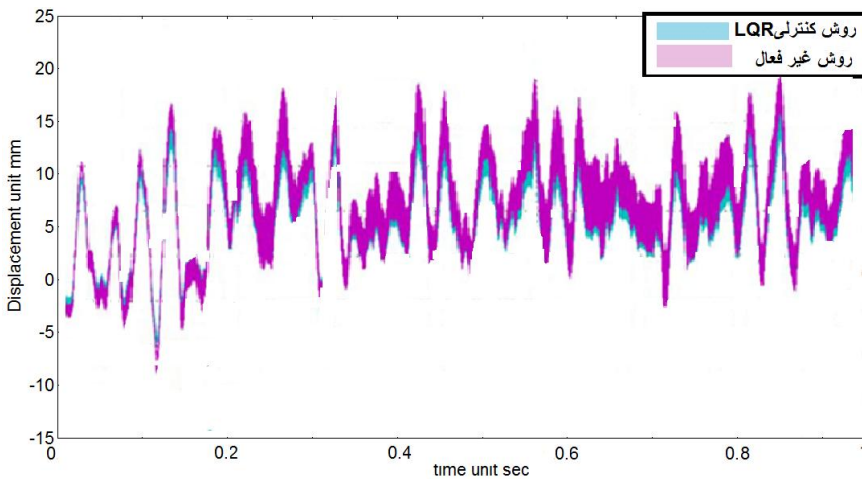


شکل ۱۶: پاسخ بلوک تأمین انرژی به ارتعاش سینوسی در فرکانس ۵۰ هرتز.



شکل ۱۷: پاسخ بلوک تأمین انرژی به ارتعاش سینوسی در فرکانس ۱۰۰ هرتز.

با مقایسه شکل های ۱۶ و ۱۷ ملاحظه می شود عملکرد سیستم غیرفعال (ایزولاتور) در فرکانس بالا ارتقاء یافته و قابل قبول تر شده است ولی عملکرد سیستم کنترل فعال در فرکانس های ۵۰ و ۱۰۰ تغییر چندانی نداشته و به عملکرد بهتر خودش ادامه می دهد. پاسخ بلوک تأمین انرژی بدون و با سیستم کنترل فعال و ایزولاتور در فرکانس ۵۰۰ هرتز تحت ارتعاشات با ورودی پله در شکل ۱۸ نشان داده شده است. باز ملاحظه می شود که با بکار بردن روش کنترل LQR دامنه تغییر مکان کاهش می یابد.



شکل ۱۸: پاسخ بلوک تأمین انرژی در فرکانس ۵۰۰ هرتز با اعمال ارتعاشات با ورودی پله

در جدول ۵ عملکرد خروجی متوسط تغییر مکان انتقال یافته به بلوک انرژی ماهواره بر با روش های کنترل فعال LQR، جاذب ارتعاشی غیرفعال (جاذب الاستومری) و جاذب ارتعاشی ترکیبی از غیرفعال (جاذب الاستومری) و کنترل فعال در فاصله زمانی ۰ تا ۱۰ ثانیه در فرکانس های مختلف تحت ارتعاش با ورودی سینوسی نشان داده شده است. نتایج نشان می دهد که عملکرد سیستم غیرفعال فقط در فرکانس های بالاتر مثلاً ۵۰۰ هرتز بهتر بوده و دامنه ارتعاشی کمتری را بلوک انرژی ماهواره بر منتقل می کند. این در حالی است که در دو حالت کنترل فعال، در فرکانس های مختلف، بلوک انرژی ماهواره بر متوسط دامنه ارتعاشی خیلی کمتری را نسبت به حالت غیرفعال تجربه می کند. در حالت کنترل فعال ترکیبی پیشنهاد شده در پژوهش حاضر، کمترین میزان انتقال تغییر مکان به بلوک انتقال انرژی در موشک ماهواره بر اتفاق می افتد و کارایی این روش بالای ۹۰ درصد می باشد.

جدول ۵: عملکرد کنترل غیرفعال، فعال LQR و فعال ترکیبی در فرکانس های مختلف تحت ورودی سینوسی در فاصله زمانی ۰ تا ۱۰ ثانیه

فرکانس (هرتز)	متوسط حداقل جابجایی (میلی متر)			متوسط حداکثر جابجایی (میلی متر)		
	فعال LQR	فعال ترکیبی	غیرفعال	فعال LQR	فعال ترکیبی	غیرفعال
۵۰	۲/۰۱	۱/۰۱	۱۳۸/۳	۴/۳	۲/۱	۲۱۶/۹
۷۰	۱/۰۸	۰/۸	۱۱۲/۳	۴/۲	۱/۶	۳۳۱/۱
۱۰۰	۱/۰۲	۱/۰۲	۱۱۸/۶	۴/۳	۴/۰۲	۲۱۸/۲
۱۲۰	۱/۹۸	۱/۷۷	۹۵/۳	۵/۹	۴/۹۸	۱۱۹/۳
۱۵۰	۱/۲۹	۱/۲۸	۱۱۰/۳	۹/۵۳	۹/۳	۱۲۵
۲۰۰	۱/۳۲	۱/۱	۸۸/۶	۲۳/۳	۱۱/۰۱	۱۱۰/۱۲
۲۵۰	۲/۲	۲	۷۵/۰۱	۳۸/۹	۹/۵	۱۱۲/۳
۳۰۰	۲/۸۹	۲/۵	۵۰/۳	۳۸/۶	۹/۲	۵۵/۶
۳۵۰	۲/۹	۱/۹۲	۴۱/۲	۳۴/۳	۸/۹	۱۱۵
۴۰۰	۳/۸	۲/۸	۲۱/۳	۳۵/۶	۸/۷	۴۰/۰۲
۴۵۰	۳/۹۸	۳	۲۵/۰۲	۳۵/۶	۸/۶	۳۵/۸
۵۰۰	۲/۸	۲/۷	۱۲/۳	۴۰/۲	۸/۸۸	۳۲/۳

۹-تشریح و قدردانی

به پاس الطاف بی دریغ و همت والایان، صمیمانه ترین سپاس ها را تقدیم می دارم و قدردان بزرگواری و فضل شما هستم.

۱۰-تعارض منافع

نویسنده (گان) اعلام می دارند که در مورد انتشار این مقاله تضاد منافع وجود ندارد. علاوه بر این، موضوعات اخلاقی شامل سرقت ادبی، رضایت آگاهانه، سوء رفتار، جعل داده ها، انتشار و ارسال مجدد و مکرر توسط نویسندگان رعایت شده است.

۱۱-دسترسی آزاد

این نشریه دارای دسترسی باز است و اجازه اشتراک (تکثیر و بازآرایی محتوا به هر شکل) و انطباق (بازترکیب، تغییر شکل و بازسازی بر اساس محتوا) را می دهد.

۱۲- نتیجه گیری

در این پژوهش با نگاهی نو، مدل سازی دینامیکی سیستم موشک ماهواره بر، با فرض قرارگیری بلوک تأمین انرژی در مرحله پنجم ماهواره بر و وارد شدن ارتعاشات به این بلوک در مراحل مختلف پروازی موشک و استفاده از مدل گسسته و تحلیلی معادل ۶ درجه آزادی ارائه شد. از روش های محاسبه ی سفتی معادل برای پوسته های تقویت شده استفاده شد، به این دلیل که در واقع سازه ماهواره بر دارای پوسته با ریب و استرینگرهای تقویت شده می باشد. سپس فرکانس های نهایی سیستم از طریق معادله حرکت سیستم گسسته در حالت ۶ درجه آزادی محاسبه شد. در ادامه برای اولین بار، دو شیوه کنترل فعال بهینه LQR و کنترل فعال ترکیبی جهت کاهش ارتعاشات انتقالی به بلوک انرژی موشک ماهواره بر استفاده شد. نتایج با روش المان محدود نیز مقایسه گردیده و رضایت بخش بودند. مهم ترین نتایج حاصل شده از این تحقیق عبارتند از:

در این پژوهش به کمک یک روش کاملاً تحلیلی و سریع پاسخ دینامیکی یک سامانه موشک ماهواره بر و میزان انتقال انرژی و ارتعاشات به بلوک انرژی به دست آمد. با توجه به اینکه در این پژوهش از سه روش به ترتیب جاذب غیرفعال با استفاده از پایه الاستومری، جاذب فعال بهینه LQR و جاذب فعال ترکیبی به صورت ابتکاری استفاده شد، نسبت به پژوهش های انجام شده قبلی کامل تر و نتایج کاهش انتقال ارتعاشات بهتری نسبت به روش غیرفعال حاصل گردید.

سیستم ابتکاری در نظر گرفته شده در این تحقیق به طور متوسط با در نظر گرفتن دامنه ارتعاشی بین ۵۰ تا ۵۰۰ هرتز توانست ارتعاشات ایجاد شده توسط ماهواره بر که به بلوک تأمین انرژی وارد می شود را تا ۹۰ درصد میرا کند که این کارایی خوب باعث افزایش ایمنی و قابلیت اطمینان در عملکرد بلوک انرژی خواهد بود.

نتایج تحقیق نشان داد که سیستم ایزولاتور غیرفعال که از نوع الاستومری می باشد، دامنه ارتعاشات بلوک تأمین انرژی را در فرکانس های بالاتر از ۴۰۰ هرتز به طور محسوسی کاهش می دهد ولی با بکار بردن و پیاده سازی سیستم کنترل فعال ترکیبی، عملکرد سیستم بسیار بهتر و قابل قبول تر می باشد. در این حالت کمترین ارتعاشات به بلوک انرژی سامانه ماهواره بر انتقال می یابد.

نتایج نشان می دهد که در دو حالت کنترل فعال پیشنهادی در این مقاله، در فرکانس های مختلف، بلوک انرژی ماهواره بر متوسط دامنه ارتعاشی خیلی کمتری را نسبت به حالت غیرفعال تجربه می کند. در حالت کنترل فعال ترکیبی پیشنهاد شده در پژوهش حاضر،

کمترین میزان انتقال تغییر مکان به بلوک انتقال انرژی در موشک ماهواره بر اتفاق می افتد و کارایی این روش بالای ۹۰ درصد می باشد.

۱۳- علایم، نشانه ها

M	جرم برحسب kg	D	ماتریس انتقال
G	شتاب جاذبه زمین	ω	فرکانس طبیعی
L	طول برحسب متر	v	ضریب پواسون
M	جرم برحسب kg	U	بردارهای ویژه
ζ	ضریب میرایی	A	سطح مقطع
C	میرایی برحسب N.s/m	B	ماتریس ورودی
A	ماتریس حالت		

۱۴- مراجع

- [1] Timmins, A. R., & Heuser, R. E. (1971). A study of first-day space malfunctions (No. NASA-TN-D-6474)
- [2] Alimjonov, I. (2025). TECHNICAL MALFUNCTIONS IN THE INTERNATIONAL SPACE STATION'S ENERGY SYSTEM AND THEIR SOLUTIONS. Educational Research in Universal Sciences, 4(4), 47-55.
- [3] DAY, J. R.; MILLER, K. A. Equibiaxial stretching of elastomeric sheets, an analytical verification of experimental technique. In: ABAQUS 2000 User's Conference Proceedings. Newport, Rhode Island. May 30-June. 2000.
- [4] KASHEFI, S. Predictive Adaptive Autopilot for STT Missile Based on Model Reference Method and Lyapanov Theorem. Aerospace Mechanics J, 2021, 8.3: 91-100.
- [5] Niemann, H., & Poulsen, J. K. (2003, June). Analysis and design of controllers for a double inverted pendulum. In Proceedings of the 2003 American Control Conference, 2003. (Vol. 4, pp. 2803-2808). IEEE.
- [6] Petrescu, F. I. T. (2015). Machine motion equations at the internal combustion heat engines. American Journal of Engineering and Applied Sciences, 8(1), 127.
- [7] Yu, Y., Naganathan, N. G., & Dukkupati, R. V. (2023). A literature review of automotive vehicle engine mounting systems. Mechanism and machine theory, 36(1), 123-142
- [8] Clark, M. (1985). Hydraulic engine mount isolation (No. 851650). SAE Technical Paper.

- [9] RÖSLER, Joachim; HARDERS, Harald; BÄKER, Martin. Mechanical behaviour of engineering materials: metals, ceramics, polymers, and composites. Springer Science & Business Media, 2015.
- [10] Craver, C., Tabery, J., & Illari, P. (2015). Mechanisms in science.
- [11] Ji, J. C., & Zhang, N. (2019). Suppression of the primary resonance vibrations of a forced nonlinear system using a dynamic vibration absorber. *Journal of Sound and Vibration*, 329(11), 2044-2056.
- [12] Åström, K., & Wittenmark, B. (1995). *Adaptive Control*, Addison Weseley. Reading.
- [13] Poulakis, K. (2016). Alzheimer's disease heterogeneity assessment using high dimensional clustering techniques.
- [14] El-Ganaini, W. A. A., & Elgohary, H. A. (2021). Vibration suppression via time-delay absorber described by non-linear differential equations. *Adv. Theor. Appl. Mech*, 4(2), 49-67.
- [15] ÅSTRÖM, K.; WITTENMARK, Björn. *Adaptive Control*, Addison Weseley. Reading, 1995.
- [16] Assunção, E., Teixeira, M. C., Faria, F. A., Silva, N. D., & Cardim, R. (2017). Robust state-derivative feedback LMI-based designs for multivariable linear systems. *International Journal of Control*, 80(8), 1260-1270
- [17] Czop, P., Wszolek, G., & Hetmańczyk, M. P. (2020). The Effects of the Aeration Phenomenon on the Performance of Hydraulic Shock Absorbers. In *Symposium Modelowanie w Mechanice* (pp. 11-30). Cham: Springer International Publishing
- [18] Yaman, S. (2019). Resumen de tesis. Cash holding in family controlled firms: How family ownership, corporate governance and European financial crisis affect cash holding?.
- [19] Goldstein, A. P. (2013). United States: Causes, controls, and alternatives to aggression. *Aggression in Global Perspective: Pergamon General Psychology Series*, 115, 435.
- [20] Alouneh, S., Abed, S. E., Al Shayeji, M. H., & Mesleh, R. (2019). A comprehensive study and analysis on SAT-solvers: advances, usages and achievements. *Artificial Intelligence Review*, 52, 2575-2601.
- [21] Halsey, M., & Deegan, S. (2018). 'Picking up the pieces': Female significant others in the lives of young (ex) incarcerated males. *Criminology & Criminal Justice*, 15(2), 131-151.
- [22] Cao, X., Wei, C., Liang, J., & Wang, L. (2021). Design and dynamic analysis of metal rubber isolators between satellite and carrier rocket system. *Mechanical Sciences*, 10(1), 71-78.
- [23] Kim, E., Tanaka, Y., Hamashima, D., Hayasaki, K., Kurashige, H., Goto, K., ... & Yamamura, S. (2022, December). D06 Demonstration of a Variable Dynamic Vibration Absorber to Reduce Vibration during a Rocket Launch. In *The Proceedings of the Space Engineering Conference 2014.23* (pp. _D06-1_). The Japan Society of Mechanical Engineers

- [24] Escartí-Guillem, M. S., Barriuso Feijoo, P., Cebrecos, A., Chimeno Manguán, M., Cobo, P., García-Raffi, L. M., ... & Simón Hidalgo, F. (2021). Application of metamaterials to control noise scattering during space vehicle lift-off. Euronoise 2021, 25th ro 27th October.
- [25] <https://daily.sharif.ir/magazine>
- [۲۶] نجفی، مطلبی. مروری بر پارامترهای عملکردی میراگرهای ارتعاشی مغناطیسی. مجله علمی صوت و ارتعاش. (۲۴) ۱۲، ۸۶-۱۰۵، ۲۰۲۴.
- [۲۷] عسکرپور، مزیدی، رفیعیان، منصور. تحلیل ارتعاشات آئولین خطوط انتقال نیرو با وجود جداکننده. مجله مهندسی مکانیک. (۵) ۳۲، ۶۰-۷۱، ۲۰۲۳.
- [28] Sahu, A. K., Emadi, A., & Bilgin, B. (2023). Noise and vibration in switched reluctance motors: A review on structural materials, vibration dampers, acoustic impedance, and noise masking methods. IEEE Access, 11, 27702-27718.
- [29] Auersch, L. (2025). Soil-structure interaction and damping by the soil-effects of foundation groups, foundation flexibility, soil stiffness and layers. Vibration, 8(5), 1-28.